

DOI: 10.13973/j.cnki.robot.250006 CSTR: 32165.14.robot.250006

微型扑翼飞行器的动态建模与高机动控制

刘志杰¹, 王文龙¹, 张建辉¹, 黄海丰¹, 贺威¹, 梁论飞²

(1. 北京科技大学, 北京 100083; 2. 江淮前沿技术协同创新中心, 安徽 合肥 230088)

摘要: 针对无尾翼的扑翼飞行器的轨迹跟踪问题, 提出了一种基于准稳态模型的耦合轨迹跟踪控制器。首先, 结合准定常模型和叶素法对飞行器的气动特性进行建模与分析, 构建飞行器的准稳态气动力模型。其次, 采用四元数描述飞行器的姿态, 建立了扑翼飞行器的耦合动力学模型, 以全面反映飞行器的运动特性。在控制器设计阶段, 基于未解耦的飞行器动力学模型, 引入中间控制量, 设计了基于模型的位置-姿态双环耦合控制方案, 以实现高精度的轨迹跟踪控制。基于李雅普诺夫理论的分析, 证明了所设计的控制系统的全局稳定性。最后, 通过仿真与实飞实验对控制器的性能进行验证。在仿真验证与实际飞行测试时, 设定样机跟踪螺旋上升轨迹和 V 字形轨迹。仿真中, 样机在跟踪时展现出了快速响应能力, 并能保持稳定的姿态; 在实际飞行测试中, 样机成功完成了螺旋上升轨迹的跟踪, 并在 6 s 内精确执行了 V 字形轨迹跟踪任务, 充分证明了所设计的控制器的有效性。

关键词: 微型扑翼飞行器; 空气动力学; 四元数理论

Dynamic Modeling and High Maneuverability Control of Flapping-wing Micro Aerial Vehicle

LIU Zhijie¹, WANG Wenlong¹, ZHANG Jianhui¹, HUANG Haifeng¹, HE Wei¹, LIANG Lunfei²

(1. University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China; 2. Jianghuai Advance Technology Center, Hefei 230088, China)

Abstract: A coupling trajectory tracking controller based on a quasi-steady model is proposed for the trajectory tracking problem of tailless flapping-wing vehicle. Firstly, the aerodynamic characteristics of the vehicle are modeled and analyzed using the quasi-static model and the blade element method, resulting in the construction of a quasi-steady aerodynamic model. Secondly, the attitude of the vehicle is described using quaternions, and a coupled dynamic model of the flapping-wing aerial vehicle is established to comprehensively reflect its motion characteristics. In the controller design phase, an intermediate control variable is introduced, and a model-based dual-loop coupled control scheme for position and attitude is designed based on the undecoupled dynamic model of the vehicle, to achieve high-precision trajectory tracking control. The global stability of the control system is proven through an analysis based on Lyapunov theory. Finally, simulations and actual flight experiments are conducted. The prototype is set to track a spiral ascent trajectory and a V-shaped trajectory. In the simulations, the prototype demonstrates rapid response capability during the tracking process and maintains stable posture. In the actual flight experiments, the prototype completes the tracking of the spiral ascent trajectory and executes the V-shaped trajectory tracking task within 6 s, proving the effectiveness of the designed controller.

Keywords: flapping-wing micro aerial vehicle; aerodynamics; quaternion theory

扑翼飞行器能模拟鸟类、昆虫的运动方式, 与固定翼飞行器相比, 具有机动性更高、应对复杂环境能力更强的特点, 在微尺寸下, 无尾翼飞行器表现出更高的敏捷性和飞行潜力^[1]。Hines 等^[2]设计了一种无尾翼的双翼驱动模块化扑翼飞行器, 实现了飞行器在开环状态下的自由飞行。Karasek 等^[3]受果蝇启发, 开发出了质量为 29 g 的无尾翼飞行器, 实现了飞行器的悬停和自由飞行。Tu 等^[4]设计了一种由 2 个电机独立驱动机翼的无尾翼仿蜂鸟微型飞行器, 实现了 6-DOF 可控飞行。Nagai

等^[5]通过调整翼脉材料并优化机翼表面结构研制出了一款质量为 20.5 g 的扑翼飞行器, 通过控制重心位置实现了起飞与定高悬停。

对扑翼飞行器进行有效建模是实现飞行器稳定控制的基础, 扑动过程往往涉及复杂的空气动力学以及惯性力的作用。文 [6] 提出, 尽管翅翼对昆虫的影响很小, 但由于翅翼的惯性耦合, 身体的姿态在每个扑动周期都会变化。准稳态模型假设作用在扑翼上的瞬时力取决于机翼瞬时的扑动速度、角度和机翼的形状。Walker 等^[7]建立的准稳态模型考虑

了由机翼循环扑动产生的升阻力以及附加质量力, 为扑翼飞行器初步建立了可靠的气动力模型。Qian 等^[8]通过叶素法和准定常模型来计算飞行器的气动性, 并且通过仿真平台对其气动性能进行了全面验证。

无尾扑翼飞行器通过扭转翅膀的角度来改变姿态, 在轨迹跟踪过程中要实现快速响应的跟踪控制, 需要建立考虑了样机姿态的耦合模型^[9]。Deng 等^[6]通过将机翼运动学简化成时不变系统, 设计了基于线性二次调节器 (LQR) 的控制器, 实现了飞行器的自主悬停。Jiao 等^[10]借助模型逆解的思路, 在考虑机翼尾流的情况下设计了一种比例-积分-双环控制器, 实现了扑翼飞行器的俯仰姿态控制。Wang 等^[11]基于机翼-尾部交互的耦合模型, 设计了基于根轨迹法的级联控制器, 实现了飞行器的稳定悬停、下降与上升飞行。胡明朗等^[12]采用周期函数将控制输入量参数化, 在仿昆虫扑翼的运动学模型中引入更多独立控制量, 设立了针对扑翼飞行器的解耦操控机制。Qian 等^[13]设计了一种利用四元数来描述飞行器姿态的神经网络控制器, 实现了具有不确定性特点的扑翼飞行器系统的更高精度控制。Santoso 等^[14]利用数据驱动的优势, 通过反馈线性化技术提出了一种鲁棒的自适应控制器, 以降低模型在轨迹跟踪过程中的不确定性。

目前大多数的控制器设计都建立在解耦模型的基础上^[15], 对各个自由度进行分立控制, 虽然在一定程度上简化了控制问题, 但存在诸多局限性。首先, 欧拉角模型在姿态描述中容易出现万向节奇异性, 尤其在飞行器俯仰角接近 $\pm 90^\circ$ 时, 可能导致控制器性能下降^[16]; 其次, 欧拉角模型在处理姿态与位置的非线性耦合特性时表现不佳, 往往需要对系统进行线性化或其他简化处理, 导致控制精度下降。因此, 为提高控制的精度和稳定性, 研究基于耦合模型的控制器是非常必要的。

对于上述存在的问题, 本文针对扑翼飞行器的时变、非线性、控制耦合的特点建立了气动力模型。具体而言, 在考虑翅膀扭转的情况下, 结合 Dickinson 模型^[17]对所设计的样机建立空气动力学模型。在控制器设计过程中为了避免出现奇异性, 利用四元数来表述运动过程中飞行器的姿态, 从而建立飞行器的位置-姿态耦合动力学模型。为实现高机动控制, 基于反步法设计思路, 结合非线性模型设计了耦合控制方案, 通过李雅普诺夫理论分析了系统的全局稳定性, 并通过仿真与实验验证了控制器的可靠性。

1 扑翼飞行器建模 (Modeling of flapping-wing aerial vehicle)

扑翼飞行器作为一种模仿自然生物的飞行器, 其气动力特性复杂且具有高度非线性的特征。准确描述扑翼飞行器的空气动力学特征是设计与优化这一类飞行器的关键。模型线性化之后引入近似误差, 增加了动态系统的不确定性, 以及控制器设计的难度^[10]。本节采用准定常模型和叶素法对飞行器的气动特性进行建模分析, 在考虑机翼的柔性特点的情况下, 通过旋转矩阵进行变换, 在机体坐标系下生成气动力模型。

1.1 扑翼飞行器的结构与坐标系

扑翼飞行器通过翅膀扑动产生气动力, 而无尾扑翼飞行器不考虑尾流, 利用扭转翅膀产生的气动力矩来控制 and 改变飞行器的姿态。如图 1 所示, 样机采用双电机独立驱动机翼扑动以产生升力, 并通过两侧翅膀差速扑动与两舵机控制连杆扭转的协同作用, 实现飞行器位姿控制。机翼扑动有周期性的特点, 机翼的扑动和扭转运动可以用三角函数来近似表述:

$$\phi = \phi_m \cos(2\pi ft) \quad (1)$$

$$\beta = \beta_m \sin(2\pi ft) \quad (2)$$

其中 ϕ_m 和 β_m 分别表示扑动和扭转的幅值。

为方便建立扑翼飞行器的动力学方程, 定义坐标系来准确描述飞行器的动态模型, 如图 1(a) 所示。惯性坐标系 $O_G-x_Gy_Gz_G$ 固定在地球上, x_G 指向东方; 以机体的几何中心为原点建立机体坐标系 $O_B-x_By_Bz_B$, x_B 从左翼指向右翼; 以机翼机体连接处为原点建立左 (右) 机翼坐标系 $O_W-x_Wy_Wz_W$, x_W 沿翼展方向。

完成坐标系定义后, 坐标系之间的转换描述如下: 定义绕 x 、 y 和 z 轴的俯仰角、滚转角和偏航角分别为 φ 、 θ 和 ψ , 绕 3 个轴的变换矩阵分别为

$$\mathbf{R}_x(\varphi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{R}_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{R}_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

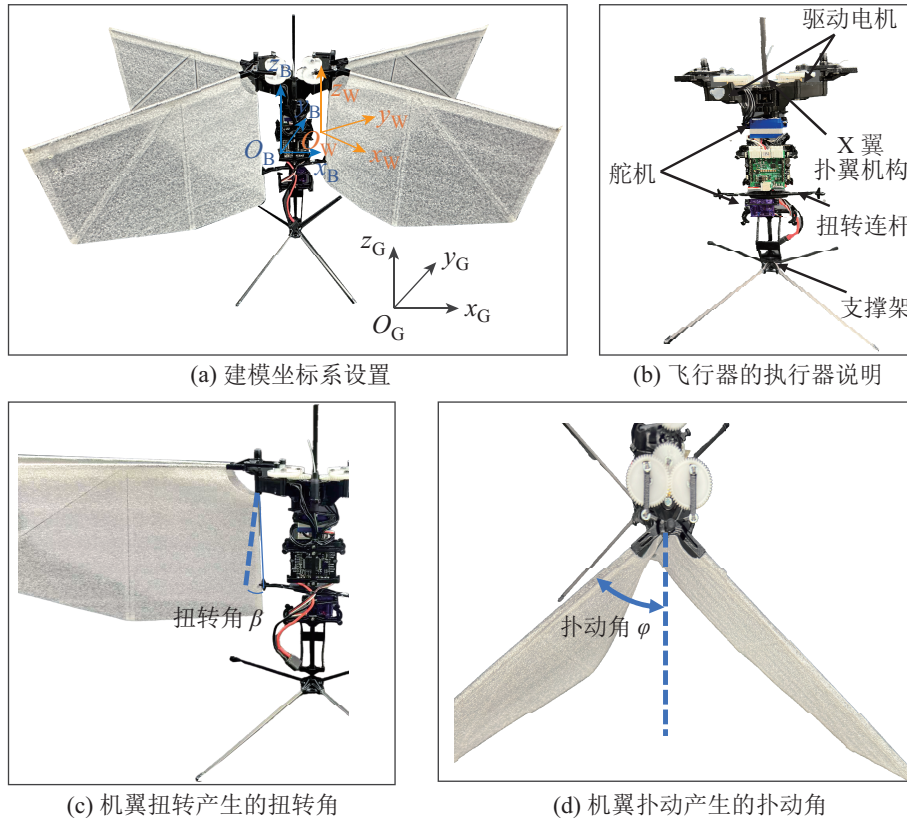


图1 扑翼飞行器样机的示意图

Fig.1 Schematic of the flapping-wing aerial vehicle prototype

由此得到从惯性坐标系到机体坐标系的旋转矩阵为

$$\mathbf{R}_G^B = \mathbf{R}_z(\psi)\mathbf{R}_y(\theta)\mathbf{R}_x(\varphi) \quad (6)$$

以及从机翼坐标系到机体坐标系的旋转矩阵为

$$\mathbf{R}_W^B = \mathbf{R}_z(\psi)\mathbf{R}_y\left(\frac{\pi}{2} + \beta\right) \quad (7)$$

1.2 非定常气动力建模

为准确描述机翼扑动过程中气动力的特点，需充分考虑扑动过程中的非定常气动力机制，比如延迟失速效应、附加质量效应、尾流捕获效应等^[18]。考虑扑翼飞行器气动力模型的非线性特征，结合叶素法与准稳态模型^[8]，在建模过程中能有效平衡建模精度和模型复杂度。

叶素法的基本原理是将机翼沿翼展方向划分为多个微元。根据机翼的几何形状，使用线性插值方法来描述机翼边缘，并使用多项式函数将机翼沿展向划分成数量均衡的叶素单元^[19]。为了更好地描述机翼扑动产生的升力，假设沿翼展方向的相对速度的分量对机翼产生的力没有影响，并且忽略下洗流和涡流脱落的影响，则机翼的有效速度可表述为

$$\mathbf{u}_W = \mathbf{u}_{Wr} - \hat{\mathbf{n}}_s(\hat{\mathbf{n}}_s \cdot \mathbf{u}_{Wr}) \quad (8)$$

$$\mathbf{u}_{Wr} \triangleq \mathbf{U}_\infty - \mathbf{v}_W - \mathbf{v}_{Bt} - \mathbf{v}_{Br} \quad (9)$$

式中， \mathbf{v}_{Bt} 与 \mathbf{v}_{Br} 分别为机体运动引起的平移速度与旋转速度， \mathbf{U}_∞ 为空气自由流速度， \mathbf{v}_W 为机翼扑动速度， $\hat{\mathbf{n}}_s$ 为机翼平面的法向量， \mathbf{u}_{Wr} 为机翼扑动时的相对速度。有效迎角 α 为机翼扑动平面的对称轴与有效入射速度之间的夹角^[20]：

$$\alpha = \arccos \frac{\mathbf{u}_W \cdot \hat{\mathbf{c}}}{\|\mathbf{u}_W\| \|\hat{\mathbf{c}}\|} \quad (10)$$

式中， $\hat{\mathbf{c}}$ 为沿弦方向的向量。根据薄翼的假设，机翼的气动中心在沿弦长方向1/4处。参考文献[6]中的方法将机翼标准气动中心沿翼展方向写作

$$\hat{\mathbf{r}}_2 = \frac{\int_0^R r^2 c(r) dr}{R^2 S_{wing}} \quad (11)$$

式中， R 为机翼的半翼展， $c(r)$ 是机翼沿翼展方向距离机翼连接处 r 的叶元弦长， S_{wing} 为机翼的面积。故在机翼坐标系中，气动中心点坐标表示为

$$\mathbf{r}_{COP}^W = \left[\frac{1}{4} \bar{c} \quad \pm \hat{\mathbf{r}}_2 R \quad 0 \right]^T \quad (12)$$

其中“±”表示左右两侧机翼。在机体坐标系中将气动中心点坐标表示为

$$\mathbf{r}_{COP}^B = \mathbf{r}_W^B + \mathbf{R}_W^B \mathbf{r}_{COP}^W \quad (13)$$

其中 \mathbf{r}_{W}^B 表示从机翼坐标系中心指向机体坐标系中心的向量。

根据准定常模型对气动力的描述, 机翼扑动产生的气动力为

$$\mathbf{F}_W = \mathbf{F}_t + \mathbf{F}_{rot} + \mathbf{F}_a + \mathbf{F}_{wc} \quad (14)$$

式中, \mathbf{F}_t 为考虑延迟失速效应产生的平移力; \mathbf{F}_{rot} 是旋转环流机制产生的旋转力; \mathbf{F}_a 为附加质量效应产生的惯性力, 与机翼的加速度相关; \mathbf{F}_{wc} 是由尾流捕获效应产生的气动力。

一般情况下, 由于尾流捕获效应对气流大小的依赖性很大且对飞行效率的影响可以忽略不计, 故在建模过程中可以忽略。对其他的气动力采用准定常模型来描述, 气动力大小可以表述为

$$\begin{cases} F_{t,lift} = \sum \frac{1}{2} \rho c \|\mathbf{u}_W\|^2 C_{L_t} \Delta r \\ F_{t,drag} = \sum \frac{1}{2} \rho c \|\mathbf{u}_W\|^2 C_{D_t} \Delta r \\ F_{rot} = \sum \rho c^2 \|\dot{\alpha}\| \|\mathbf{u}_W\| C_r \Delta r \\ F_a = \sum \frac{\rho \pi c^2}{4} \left(\frac{\mathbf{u}_W \cdot \mathbf{u}'_W}{\|\mathbf{u}_W\|} \sin \alpha + \|\mathbf{u}'_W\| \alpha \cos \alpha \right) \Delta r \end{cases} \quad (15)$$

式中, ρ 是空气密度, c 是叶元弦长, Δr 为叶元宽度, α 为机体的有效迎角, C_{L_t} 、 C_{D_t} 及 C_r 分别为升力、阻力以及旋转回流力的系数。

Lee 等^[16] 通过数值模拟的方法给出了气动力系数与攻角的关系:

$$\begin{cases} C_{L_t} = A_L \sin(2\alpha) \\ C_{D_t} = C_{D_0} + A_D(1 - \cos(2\alpha)) \end{cases} \quad (16)$$

式中的系数都是雷诺数 Re 的函数:

$$\begin{aligned} A_L &= 1.966 - 3.94Re^{-0.429} \\ A_D &= 1.837 - 3.14Re^{-0.369} \\ C_{D_0} &= 0.031 + 10.48Re^{-0.764} \end{aligned} \quad (17)$$

通过使用标准的库塔-茹科夫斯基条件的理论值, 得到旋转系数为

$$C_r = \pi(0.75 - \hat{x}_0) \quad (18)$$

其中 \hat{x}_0 描述的是叶元在机翼坐标下到原点的 x 轴向距离。

综上所述, 由机翼扑动产生的力和力矩可以表述为

$$\begin{cases} \mathbf{F}_B = \mathbf{R}_W^B \mathbf{F}_W \\ \boldsymbol{\Gamma}_B = \mathbf{F}_B \times \mathbf{r}_{COP}^B \end{cases} \quad (19)$$

实验中采用 ATI Industrial Automation 公司的 Nano17 十轴力/力矩传感器对机翼的气动升力进行测量。该传感器轴向力测量的分辨率为 3.18×10^{-4} N, 量程为 35 N, 能够精确捕捉高频扑动下动态力的变化。设计 4 阶低通滤波器对实验中的噪声进行平滑处理, 并以单个扑动周期的平均升力作为基准^[20]。对比结果如图 2 所示。

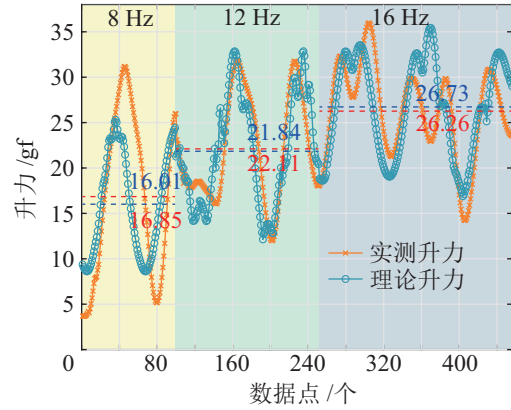


图 2 理论升力与实测升力对比

Fig.2 Comparison between theoretical lift and actual lift

根据仿真结果, 在 12 Hz 的中等扑频条件下, 理论升力波形与实际升力波形较为一致, 误差较小; 在低频 (8 Hz) 和 高频 (16 Hz) 条件下, 理论升力与实际升力之间的瞬时偏差较大。这一偏差可能源于在极限条件下, 实机飞行时升力的非线性特性更加显著, 但平均误差总体在 10% 以下。

1.3 扑翼飞行器动力学建模

1.3.1 基于四元数的飞行器姿态描述

现已有多种方法对刚体的姿态进行描述, 如欧拉角、旋转矩阵、四元数等。用四元数表述刚体姿态具有较低的计算复杂度和更高的数值稳定性^[21], 故本文通过四元数对飞行器的姿态进行建模。

四元数本质上是一种高阶复数, 通常使用单位四元数来表示旋转的角度和轴。假设有一个单位四元数 \mathbf{Q} , 表示任意向量绕单位向量 \mathbf{u} 旋转角度 θ , 其三角函数形式为

$$\mathbf{Q} = \cos \frac{\theta}{2} + \sin \frac{\theta}{2} (u_x \mathbf{i} + u_y \mathbf{j} + u_z \mathbf{k}) \quad (20)$$

在实际表示旋转时, 利用四元数的乘法和共轭运算来表示向量的旋转。为了简化运算, 用有序对来表示单位四元数:

$$\mathbf{Q} = [\mathbf{q}^T \ \eta]^T; \ \mathbf{q} \in \mathbf{R}^3, \ \eta \in \mathbf{R} \quad (21)$$

式中, \mathbf{q} 表示四元数的矢量部分, η 表示四元数的标量部分。将 2 个单位四元数 \mathbf{Q}_1 和 \mathbf{Q}_2 相乘可得:

$$\mathbf{Q}_1 \otimes \mathbf{Q}_2 = \mathbf{f}_1(\mathbf{Q}_1) \mathbf{Q}_2 = \mathbf{f}_2(\mathbf{Q}_2) \mathbf{Q}_1 \quad (22)$$

$$f_1(\mathbf{Q}_1) = \begin{bmatrix} \eta_1 \mathbf{I} + \mathbf{S}(\mathbf{q}_1) & \mathbf{q}_1 \\ -\mathbf{q}_1^T & \eta_1 \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$f_2(\mathbf{Q}_2) = \begin{bmatrix} \eta_2 \mathbf{I} - \mathbf{S}(\mathbf{q}_2) & \mathbf{q}_2 \\ -\mathbf{q}_2^T & \eta_2 \end{bmatrix} \quad (24)$$

其中 \mathbf{I} 为 3 阶单位矩阵, $\mathbf{S}(\ast)$ 为叉乘算子。故四元数的乘积可以表示为

$$\mathbf{Q}_1 \otimes \mathbf{Q}_2 = \begin{bmatrix} \eta_1 \mathbf{q}_2 + \eta_2 \mathbf{q}_1 + \mathbf{S}(\mathbf{q}_1) \mathbf{q}_2 \\ \eta_1 \eta_2 - \mathbf{q}_2^T \mathbf{q}_1 \end{bmatrix} \quad (25)$$

在坐标系 E 中有一点 P , 用四元数可以表示为 $\mathbf{P}_E = [x_E \ y_E \ z_E \ 0]^T$, 在坐标系 A 中用四元数可以表示为 $\mathbf{P}_A = [x_A \ y_A \ z_A \ 0]^T$ 。用单位四元数 \mathbf{Q} 表示坐标系 E 沿单位向量 \mathbf{u}_E 旋转 θ 角至坐标系 A , 那么四元数的关系满足:

$$\mathbf{P}_A = \mathbf{Q}^{-1} \otimes \mathbf{P}_E \otimes \mathbf{Q} \quad (26)$$

整理成矩阵形式:

$$\begin{bmatrix} x_A \\ y_A \\ z_A \end{bmatrix} = ((\eta^2 - \mathbf{q}^T \mathbf{q}) \mathbf{I}_3 + 2\mathbf{q} \mathbf{q}^T - 2\eta \mathbf{S}(\mathbf{q})) \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix} \quad (27)$$

则用四元数表示的向量旋转矩阵为

$$\mathbf{R}(\mathbf{Q}) = \mathbf{R}_E^A = (\eta^2 - \mathbf{q}^T \mathbf{q}) \mathbf{I}_3 + 2\mathbf{q} \mathbf{q}^T - 2\eta \mathbf{S}(\mathbf{q}) \quad (28)$$

1.3.2 飞行器动力学建模

单位四元数 \mathbf{Q} 的三角函数形式为

$$\mathbf{Q} = \mathbf{u}^E \sin \frac{\theta}{2} + \cos \frac{\theta}{2} \quad (29)$$

进一步求导可以得到:

$$\frac{d\mathbf{Q}}{dt} = \mathbf{u}^E \frac{\dot{\theta}}{2} \cos \frac{\theta}{2} + \frac{d\mathbf{u}^E}{dt} \cos \frac{\theta}{2} - \frac{\dot{\theta}}{2} \sin \frac{\theta}{2} \quad (30)$$

由于 $\mathbf{u}^E = \mathbf{R}_A^E \mathbf{u}_A$, 对其求导得到:

$$\frac{d\mathbf{u}^E}{dt} = \mathbf{R}_A^E \frac{d\mathbf{u}_A}{dt} + \boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{u}^E \times \mathbf{u}^E \quad (31)$$

在飞行器飞行过程中, 单位向量 \mathbf{u}_A 在机体坐标系中保持不变, 故式 (31) 等于 0。考虑到

$$\frac{\theta}{2} \mathbf{u}^E \otimes \mathbf{Q} = \frac{\theta}{2} \mathbf{u}^E \otimes \mathbf{u}^E \sin \frac{\theta}{2} + \frac{\theta}{2} \mathbf{u}^E \cos \frac{\theta}{2} \quad (32)$$

因为 $\mathbf{u}^E \otimes \mathbf{u}^E = -1$, 可得到:

$$\frac{\dot{\theta}}{2} \mathbf{u}^E \otimes \mathbf{Q} = -\frac{\dot{\theta}}{2} \sin \frac{\theta}{2} + \frac{\dot{\theta}}{2} \mathbf{u}^E \cos \frac{\theta}{2} = \frac{d\mathbf{Q}}{dt} \quad (33)$$

$$\frac{d\mathbf{Q}}{dt} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_{EA}^E \otimes \mathbf{Q} = \frac{1}{2} \mathbf{Q} \otimes \boldsymbol{\omega}_{EA}^A \quad (34)$$

将式 (22)(23) 代入 (34) 得到:

$$\dot{\mathbf{Q}} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \eta \mathbf{I}_3 + \mathbf{S}(\mathbf{q}) \\ -\mathbf{q}^T \end{bmatrix} \boldsymbol{\omega} \quad (35)$$

$$\mathbf{T}(\mathbf{Q}) = \begin{bmatrix} \eta \mathbf{I}_3 + \mathbf{S}(\mathbf{q}) \\ -\mathbf{q}^T \end{bmatrix} \quad (36)$$

结合式 (35)(36) 得到

$$\boldsymbol{\omega} = 2\mathbf{T}^T(\mathbf{Q}) \dot{\mathbf{Q}} \quad (37)$$

其中 $\mathbf{T} = [0 \ 0 \ -\mathbf{F}_{\text{wing}}]$ 。结合式 (19), 利用牛顿-欧拉方法对扑翼飞行器进行动力学建模^[21]。定义 m 为飞行器的质量, 飞行器在惯性坐标系中的位置为 $\mathbf{p} \in \mathbf{R}^3$, 线速度为 $\mathbf{v} \in \mathbf{R}^3$ 。对机体进行分析, 由牛顿第二定律得到:

$$m\dot{\mathbf{p}} = m[0 \ 0 \ \mathbf{g}]^T + \mathbf{R}_A^E [0 \ 0 \ -\mathbf{F}_{\text{wing}}] \quad (38)$$

定义 $\mathbf{I}_f \in \mathbf{R}^3$ 为飞行器的转动惯量, $\boldsymbol{\omega} \in \mathbf{R}^3$ 为机体的角速度, 根据动量矩定理得到:

$$\boldsymbol{\Gamma}_{\text{wing}} = \mathbf{I}_f \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}) \mathbf{I}_f \boldsymbol{\omega} \quad (39)$$

综合上述推导可以得到扑翼飞行器的系统模型为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{p}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{g} \mathbf{e}_3 - \frac{\mathbf{T}}{m} \mathbf{R}^T(\mathbf{Q}) \mathbf{e}_3 \end{cases} \quad (40a)$$

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} (\eta \mathbf{I}_3 + \mathbf{S}(\mathbf{q})) \boldsymbol{\omega} \\ \dot{\eta} = -\frac{1}{2} \mathbf{q}^T \boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{I}_f \dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\Gamma}_{\text{wing}} - \mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}) \mathbf{I}_f \boldsymbol{\omega} \end{cases} \quad (40b)$$

式 (40a) 为位置子系统, 式 (40b) 为姿态子系统。依据动力学模型, 在轨迹跟踪过程中, 任一时刻都有唯一确定的期望力和力矩。因此, 在控制器设计中将总的控制力和机翼产生的力矩作为控制输入。

2 基于反步法的控制器设计 (Backstepping-based controller design)

根据式 (40) 中描述的飞行器的动力学模型可知, 在实际的扑翼飞行器的 3 维轨迹跟踪控制中, 为实现高机动快速响应, 需要将四元数表述的姿态信息作为额外的控制变量。在控制器的设计过程中, 通过引入中间控制量, 建立位置环与姿态环之间的动态关联, 有效克服了传统解耦设计所引入的模型误差。控制器的设计思路如图 3 所示。具体而

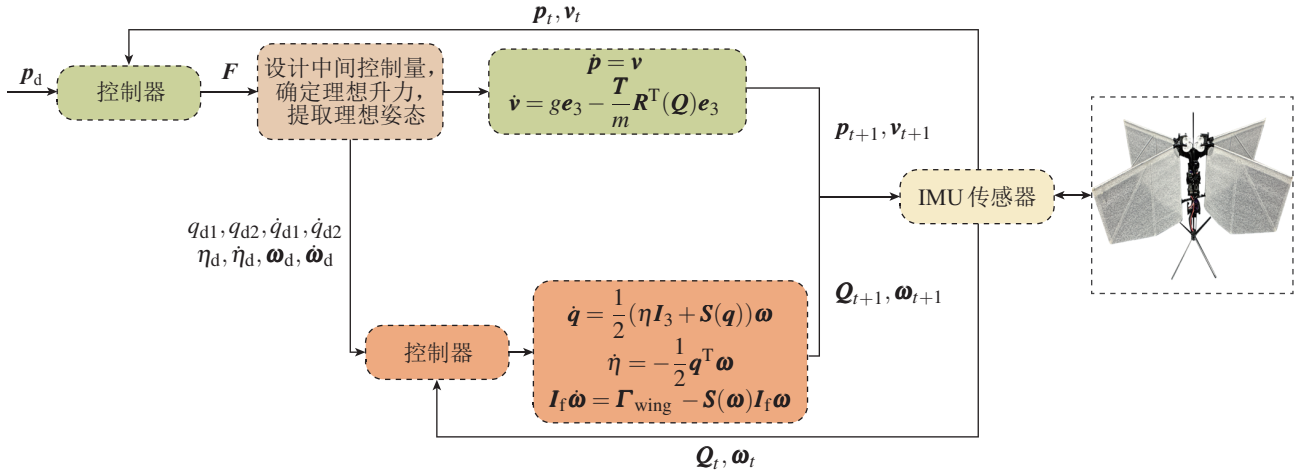


图 3 控制器的设计思路

Fig.3 Design concept of the controller

言, 位置子系统的控制问题被转化为对中间控制量的设计, 通过协同调节双环误差以提升控制性能。位置环输出期望升力及理想姿态, 其中理想姿态作为姿态环的输入之一, 进而设计控制力矩, 以优化系统的动态响应与控制精度。总体而言, 提出的控制器是基于未解耦的扑翼飞行器动力学模型, 充分考虑了升力有界的约束条件, 实现了轨迹跟踪控制, 并通过李雅普诺夫理论分析证明了系统的稳定性与可控性。

2.1 位置控制器设计

在位置控制器的设计过程中, 将任一时刻的气动力 T_s 和该时刻所需要的理想姿态 Q_d 相结合, 可以合成一个 3 维的中间控制量:

$$F = \frac{T_s}{m} R^T(Q_d) e_3 \quad (41)$$

在设计控制器之前, 首先在轨迹跟踪过程提取理想升力及理想姿态, 建立系统的动态模型。定义 $F = [u_1, u_2, u_3]^T$, $Q_d = [q_d, \eta_d]^T$, $q_d = [q_{d1}, q_{d2}, q_{d3}]^T$, 将式 (41) 展开, 不失一般性令 $q_{d3} = 0$, 得到:

$$F = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} = \frac{T_s}{m} \begin{bmatrix} 2\eta q_{d2} \\ -2\eta q_{d1} \\ 1 - 2(q_{d1}^2 + q_{d2}^2) \end{bmatrix} \quad (42)$$

联立式 (41)(42) 进行求解可以得到:

$$\begin{cases} T_s = m \|F\| \\ \eta_d = \sqrt{\frac{1}{2} + \frac{mu_3}{2T_s}} \\ q_d = \frac{m}{2T_s \eta_d} \begin{bmatrix} -u_2 \\ u_1 \\ 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (43)$$

将式 (43) 与式 (35) 结合起来, 得到理想的角速度为

$$\omega_d = 2 \begin{bmatrix} \eta_d I_3 + S(q_d) \\ -q_d^T \end{bmatrix}^T \dot{Q}_d \quad (44)$$

另外, 若 F 是可微的, 可以将飞行器的目标角速度表示为

$$\omega_d = \Xi(F) \dot{F}$$

$$\Xi(F) = \frac{1}{\gamma_1^2 \gamma_2} \begin{bmatrix} -\mu_1 \mu_2 & -\mu_2^2 + \gamma_1 \gamma_2 & \mu_2 \gamma_2 \\ \mu_1^2 - \gamma_1 \gamma_2 & \mu_1 \mu_2 & -\mu_1 \gamma_2 \\ \mu_2 \gamma_1 & -\mu_1 \gamma_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (45)$$

式中, $T_s = m \gamma_1$, $\gamma_2 = \gamma_1 + u_3$ 。将中间控制量代入式 (40) 有:

$$\dot{v} = g e_3 - \frac{T_s}{m} R^T(Q) (1 - R(Q) R^T(Q_d)) - F \quad (46)$$

$$\text{令 } H = 2R^T(Q) \begin{bmatrix} 0 & \tilde{\eta} & -\tilde{q}_1 \\ -\tilde{\eta} & 0 & -\tilde{q}_2 \\ \tilde{q}_1 & \tilde{q}_2 & 0 \end{bmatrix}, \text{ 整理得到:}$$

$$\dot{v} = g e_3 - \frac{T_s}{m} H \tilde{q} - F \quad (47)$$

为保证控制输入的有界性, 定义 3 维向量的饱和函数为

$$\chi(x) = [o(x_1), o(x_2), o(x_3)] \in \mathbb{R}^3 \quad (48)$$

式中, $x = [x_1, x_2, x_3]^T$, 且 $o(\cdot)$ 为一个连续可微函数, 为满足饱和有界的特性需要满足 3 个性质:

- 1) $x \neq 0$, $o(0) = 0$, 且 $o(x) > 0$;
- 2) $\forall x \in \mathbb{R}$, $|o(x)| \leq o_b$ 且 $o_b > 0$;

3) $\forall x \in \mathbf{R}$, $\frac{d\sigma(x)}{dx}$ 有界。

将 $\sigma(x)$ 取为双曲正切函数 \tanh , 其满足条件:

$$\frac{d\sigma(x)}{dx} = 1 - \tanh^2 x, \quad \sigma_b = 1 \quad (49)$$

定义飞行器的位置误差 $\tilde{\mathbf{p}} = \mathbf{p} - \mathbf{p}_d$, 速度误差 $\tilde{\mathbf{v}} = \mathbf{v} - \mathbf{v}_d$ 。 \mathbf{p}_d 和 \mathbf{v}_d 分别为目标位置和目標线速度, 且 $\dot{\mathbf{p}}_d = \mathbf{v}_d$ 。结合式 (47) 可以得到速度跟踪误差模型为

$$\dot{\tilde{\mathbf{v}}} = g\mathbf{e}_3 - \frac{T_s}{m}\mathbf{H}\tilde{\mathbf{q}} - \mathbf{F} - \dot{\tilde{\mathbf{v}}}_d \quad (50)$$

为保证 \mathbf{F} 的有界性以及轨迹跟踪过程中飞行器的快速响应, 设计中間控制输入:

$$\mathbf{F} = \dot{\tilde{\mathbf{v}}}_d - k_p\boldsymbol{\chi}(\tilde{\mathbf{p}}) - k_d\boldsymbol{\chi}(\tilde{\mathbf{v}}) \quad (51)$$

其中 k_p 和 k_v 均为正标量增益。且控制量 \mathbf{F} 满足有界性:

$$\|\mathbf{F}\| \leq \|\dot{\tilde{\mathbf{v}}}_d\| + \sqrt{3}\sigma_b(k_p + k_v) \quad (52)$$

2.2 姿态控制器设计

为了实现快速跟踪目标姿态 \mathbf{Q}_d , 对控制力矩进行设计。使用四元数来表述飞行器的姿态, 首先对四元数的误差进行说明。定义四元数误差 $\tilde{\mathbf{Q}} = [\tilde{\mathbf{q}}^T, \tilde{\boldsymbol{\eta}}^T]^T$, 根据四元数误差的定义有:

$$\tilde{\mathbf{Q}} = \mathbf{Q}_d^{-1} \otimes \mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \eta_d \mathbf{q} - \boldsymbol{\eta} \mathbf{q}_d - \mathbf{S}(\mathbf{q}_d) \mathbf{q} \\ \eta \eta_d + \mathbf{q}_d^T \mathbf{q} \end{bmatrix} \quad (53)$$

不难看出, $\tilde{\mathbf{Q}}$ 仍为单位四元数, 满足单位四元数时变方程。求导整理后有:

$$\frac{d\tilde{\mathbf{Q}}}{dt} = \frac{1}{2}\tilde{\mathbf{Q}} \otimes \tilde{\boldsymbol{\omega}} \quad (54)$$

式中, 角速度误差 $\tilde{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{R}(\mathbf{Q})\boldsymbol{\omega}_d$, $\boldsymbol{\omega}_d$ 为理想角速度, 且 $\mathbf{R}(\tilde{\mathbf{Q}}) = \mathbf{R}(\mathbf{Q})\mathbf{R}^T(\mathbf{Q}_d)$, 将其拓展到 4×1 矩阵得到 $\tilde{\boldsymbol{\omega}} = [\tilde{\boldsymbol{\omega}}^T, 0]^T$ 。

结合式 (37) 和式 (54), 对理想四元数进行求导可以得到:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\boldsymbol{\eta}}}_d = \frac{g - \mu_3}{4\eta_d \gamma_1^3} \begin{bmatrix} -\mu_1 & -\mu_2 & -(\mu_1^2 + \mu_2^2) \\ g - \mu_3 \end{bmatrix} \tilde{\mathbf{F}} \\ \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_d = \frac{1}{\eta_d^3 \gamma_1^4} \begin{bmatrix} -\mu_1 \mu_2 \gamma_3 & -\mu_2^2 \gamma_3 + 4\eta_d^2 \gamma_3^3 & \mu_2 \gamma_2^2 \\ \mu_1^2 \gamma_3 - 4\eta_d^2 \gamma_3^3 & \mu_1 \mu_2 \gamma_3 & -\mu_1 \gamma_2^2 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tilde{\mathbf{F}} \end{cases} \quad (55)$$

其中变量分别定义为

$$\begin{cases} \gamma_1 = \sqrt{\mu_3^2 + \mu_1^2 + \mu_2^2} \\ \gamma_2 = \gamma_1 + \mu_3 \\ \gamma_3 = 2\gamma_1 + \mu_3 \end{cases} \quad (56)$$

结合式 (45) 及式 (55) 得到目标角速度的时间导数为

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_d = \tilde{\boldsymbol{\Xi}}(\mathbf{F}, \tilde{\mathbf{F}})\tilde{\mathbf{F}} + \boldsymbol{\Xi}(\mathbf{F})\tilde{\mathbf{F}} \quad (57)$$

为解决在力矩控制器设计过程中矩阵的奇异性, 同样引入虚拟控制量:

$$\boldsymbol{\beta} = -k_\beta \tilde{\mathbf{q}} + \frac{\boldsymbol{\tau}}{k_q m} \mathbf{H}^T \tilde{\mathbf{v}} \quad (58)$$

结合 $\boldsymbol{\beta}$ 以及式 (57) 展开得到修正后的角速度的时变方程以及飞行器的控制力矩:

$$\boldsymbol{\Gamma} = \boldsymbol{\Theta}(\boldsymbol{\omega}, \boldsymbol{\omega}_d, \dot{\boldsymbol{\omega}}_d) + \mathbf{J}\boldsymbol{\beta} - k_q \tilde{\mathbf{q}} - k_\Omega(\tilde{\boldsymbol{\omega}} - \boldsymbol{\beta}) \quad (59)$$

$$\boldsymbol{\Theta} = \mathbf{S}(\boldsymbol{\omega})\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} - \mathbf{J}\mathbf{S}(\tilde{\boldsymbol{\omega}})\mathbf{R}(\tilde{\mathbf{Q}})\boldsymbol{\omega}_d + \mathbf{J}\mathbf{R}(\tilde{\mathbf{Q}})\boldsymbol{\omega}_d \quad (60)$$

式中, 标量参数 k_q , k_Ω 和 k_β 都是恒大于 0 的, $\tilde{\mathbf{q}}$ 和 $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ 分别为四元数向量部分的误差以及角速度跟踪误差。

本节基于扑翼飞行器的耦合动力学模型提出了位置-姿态耦合控制方案, 相较于解耦控制器, 在响应速度和保持样机姿态稳定性方面具有一定的优势, 可实现微型扑翼飞行器的高机动控制。

2.3 闭环系统稳定性分析

要分析系统的全局稳定性, 即要证明在任意初始条件下, 所有的状态量都是有界的, 并且随着时间的推移, 要控制的状态量的误差趋于 0。根据李雅普诺夫原理判断本系统是否可控^[22], 即要得到 $\tilde{\mathbf{p}} \rightarrow 0$, $\tilde{\mathbf{v}} \rightarrow 0$, $\tilde{\mathbf{q}} \rightarrow 0$, $\tilde{\boldsymbol{\omega}} \rightarrow 0$ 。前文已证明中间控制量 \mathbf{F} 是有界的, 结合样机的实际情况, 产生的控制升力及力矩均为有界的, 故在中间控制量中提取飞行器的推力输入以及任意时刻的目标姿态是可以实现的。

将中间控制量 \mathbf{F} (式 (41)) 以及位置子系统的误差模型 (式 (50)) 结合起来得到:

$$\tilde{\mathbf{v}} = -k_p \boldsymbol{\chi}(\tilde{\mathbf{p}}) - k_v \boldsymbol{\chi}(\tilde{\mathbf{v}}) - \frac{T_s}{m} \mathbf{H} \tilde{\mathbf{q}} \quad (61)$$

为分析全局稳定性, 在姿态子系统中定义李雅普诺夫函数为

$$V_1 = \frac{1}{2} \tilde{\mathbf{v}}^T \tilde{\mathbf{v}} + k_p \sum_{i=1}^3 \int_0^{\tilde{p}_i} \sigma(s) ds \quad (62)$$

联合姿态子系统的误差模型 (式 (54)) 以及设计的控制力矩 (式 (59)) 得到:

$$\begin{cases} J\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\Gamma} - \boldsymbol{S}(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{J}\boldsymbol{S}(\dot{\boldsymbol{\omega}})\boldsymbol{R}(\tilde{\boldsymbol{Q}})\boldsymbol{\omega}_d - \boldsymbol{J}\boldsymbol{R}(\tilde{\boldsymbol{Q}})\boldsymbol{\omega}_d \\ \boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}} = -k_q\tilde{\boldsymbol{q}} - k_\Omega\boldsymbol{\Omega} \end{cases} \quad (63)$$

基于姿态子系统对控制力矩的设计, 并定义修正后的角速度误差为 $\boldsymbol{\Omega} = \tilde{\boldsymbol{\omega}} - \boldsymbol{\beta}$, 可定义李雅普诺夫函数为

$$V_2 = \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}^T\boldsymbol{J}\boldsymbol{\Omega} + 2k_q(1 - \tilde{\eta}) \quad (64)$$

综合分析李雅普诺夫函数式 (62)(64) 得到:

$$V = \frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{v}}^T\tilde{\boldsymbol{v}} + k_p \sum_{j=1}^3 \int_0^{\tilde{p}_j} o(s)ds + \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}^T\boldsymbol{J}\boldsymbol{\Omega} + 2k_q(1 - \tilde{\eta}) \quad (65)$$

因为所设计的控制器其输出相对输入的响应存在时间延迟, 速度误差与角速度误差至少不同时为 0。式 (65) 中第 1 项速度误差的平方与第 3 项角速度误差的二次型的和是半正定的。文中 $o(s) > 0$ 且 $0 < \tilde{\eta} < 1$, 故式 (65) 是正定的。对式 (66) 进行求导, 并结合式 (61)(63) 对误差的描述可以得到:

$$\dot{V} = \tilde{\boldsymbol{v}}^T \left(-k_p\boldsymbol{\chi}(\tilde{\boldsymbol{p}}) - k_d\boldsymbol{\chi}(\tilde{\boldsymbol{v}}) - \frac{T_s}{m}\boldsymbol{\Pi}\tilde{\boldsymbol{q}} \right) + k_p\tilde{\boldsymbol{v}}^T\boldsymbol{\chi}(\tilde{\boldsymbol{p}}) + \boldsymbol{\Omega}^T(-k_q\tilde{\boldsymbol{q}} - k_\Omega\boldsymbol{\Omega}) + k_q\tilde{\boldsymbol{q}}^T\tilde{\boldsymbol{\omega}} \quad (66)$$

结合 $\boldsymbol{\beta}$ 与 $\boldsymbol{\Omega}$ 的公式, 可以将式 (66) 化简为

$$\dot{V} = -k_p\tilde{\boldsymbol{v}}^T\tilde{\boldsymbol{v}} - k_\Omega\boldsymbol{\Omega}^T\boldsymbol{\Omega} - k_qk_\beta\tilde{\boldsymbol{q}}^T\tilde{\boldsymbol{q}} \quad (67)$$

注意到式 (67) 是半负定的, $\tilde{\boldsymbol{v}}$ 、 $\tilde{\boldsymbol{p}}$ 和 $\boldsymbol{\Omega}$ 是有界的。并且因为 $\boldsymbol{\beta}$ 有界, 从而得到 $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ 和 $\tilde{\boldsymbol{q}}_i$ 是有界的, 所以 $\tilde{\boldsymbol{q}}$ 是自然有界的, 根据式 (61) (63) 可以得到 $\dot{\tilde{\boldsymbol{v}}}$ 和 $\dot{\boldsymbol{\Omega}}$ 是有界的, 故 \dot{V} 有界。

借助 LaSalle 不变集原理^[23] 分析得到:

$$\tilde{\boldsymbol{q}} \rightarrow 0, \quad \boldsymbol{\Omega} \rightarrow 0$$

分析式 (58) 可以得到 $\tilde{\boldsymbol{\omega}} \rightarrow 0$ 。此外, 式 (48) 所给出的中间控制输入量中 $\frac{do(x)}{dx}$ 是有界的, 则其是一致连续的。同理, 根据 LaSalle 不变集理论可以得到 $\tilde{\boldsymbol{v}} \rightarrow 0$ 和 $\tilde{\boldsymbol{p}} \rightarrow 0$ 。

综上, 在任意起始值下, 系统误差最终都能稳定趋于 0, 故在理论上系统是稳定可控的。

3 实验验证与分析 (Experimental verification and analysis)

利用 Matlab 对所提出的控制方案进行仿真验证, 并将控制器部署到实际样机上进行实际飞行测试。样机和实验环境的物理参数如表 1 所示。

表 1 物理参数

Tab.1 Physical parameters

参数符号	描述	数值	单位
ρ	空气密度	1.8	kg/m ³
g	重力加速度	9.8	m/s ²
m	样机总质量	105.6	g
S	翅翼面积	247.1	cm ²
J_x	绕 x 轴转动惯量	3.2×10^{-3}	kg·m ²
J_y	绕 y 轴转动惯量	4.8×10^{-3}	kg·m ²
J_z	绕 z 轴转动惯量	3.4×10^{-3}	kg·m ²
l_{wc}	机翼气动中心到重心的距离	12.3	cm
B_H	样机宽高比	4.2	-
f_{max}	最大扑频	12.0	Hz

3.1 仿真实验验证

为了验证所提出的控制方案的鲁棒性以及执行大角度偏转任务时的快速响应性能, 进行了螺旋上升轨迹和 V 字形轨迹跟踪的仿真验证及实机飞行的实验。

在 2 次仿真实验中扑翼样机的初始条件均同控制方案中的参数配置: $[x \ y \ z]^T = [0 \ 0 \ 0]^T$, $v_x = 1 \text{ m/s}$, $v_y = 0$, $v_z = 0$ 。位置环中的正标量增益设定为 $k_p = 1.45$, $k_v = 1.65$; 姿态环中的正标量增益设定为 $k_q = 20$, $k_\beta = 20$, $k_\Omega = 35$ 。

为了验证控制器在驱动执行器产生升力及力矩方面的稳定性, 使控制器跟踪螺旋上升轨迹, 并分析控制效果。期望的螺旋轨迹被设置为

$$\begin{cases} x(t) = -5\cos(0.1t) \\ y(t) = 5\sin(0.1t) \\ z(t) = 0.1t \end{cases} \quad (68)$$

为验证在响应过程中样机姿态的稳定性, 使控制器跟踪 V 字形轨迹, 其期望轨迹被设置为

$$\begin{aligned} x(t) &= x_0 + t \\ y(t) &= y_0 + t \\ z(t) &= \begin{cases} 1.5, & 0 < t \leq 2.5 \\ 2.75 - 0.5t, & 2.5 < t \leq 5 \\ 0.55t - 2.45, & 5 < t \leq 9 \\ 2.5, & t > 9 \end{cases} \end{aligned} \quad (69)$$

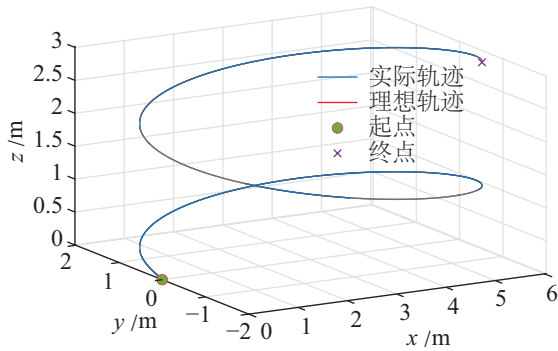


图 4 螺旋上升轨迹跟踪的仿真结果

Fig.4 Simulation results of spiral ascent trajectory tracking

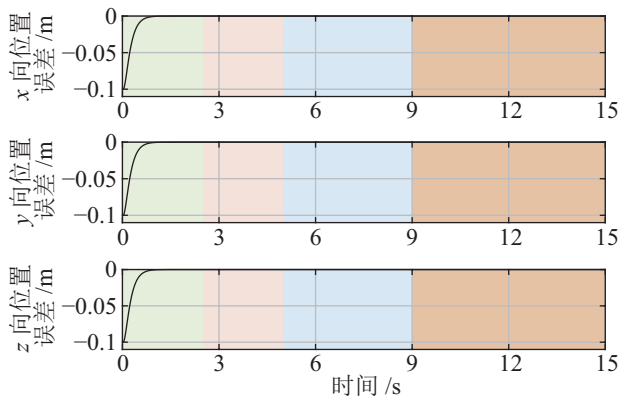


图 5 螺旋上升轨迹跟踪的位置误差

Fig.5 Position errors of spiral ascent trajectory tracking

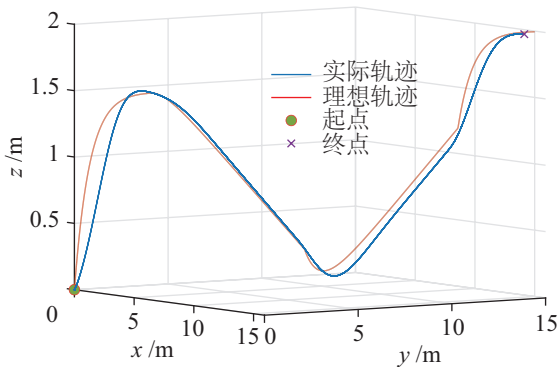


图 6 V 字形轨迹跟踪的仿真结果

Fig.6 Simulation results of V-shaped trajectory tracking

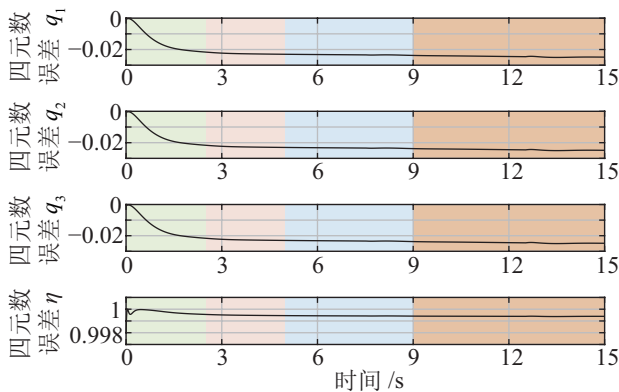


图 7 V 字形轨迹跟踪的四元数误差

Fig.7 Quaternion errors of V-shaped trajectory tracking

图 4 和图 5 展示了仿真过程中控制器在跟踪螺旋上升轨迹过程中的动态响应效果，验证了控制器对角度变化的轨迹的适应能力，控制方案能够有效提供可靠的控制力和控制力矩，证明了所提出的控制算法的可靠性。图 6 展示了控制器在跟踪 V 字形轨迹时的情况，从图中可以看出，控制出现了超调现象，但对所设定的期望轨迹跟踪效果良好，能够在轨迹存在大角度变化的情况下迅速作出响应，显示出了该控制方案的有效性。通过四元数误差分析姿态跟踪的稳定性，如图 7 所示。由于姿态环中的理想姿态是基于位置环提取的，故执行器在响应过程中四元数的向量部分出现了稳态误差。但四元数误差均能够收敛，在整体跟踪过程中样机的姿态能够保持稳定。

3.2 实际飞行测试

为进一步验证控制方案的可行性，首先利用 Simulink 仿真软件验证控制方案的有效性，再在 Arduino 平台上编写控制算法，并将其烧录至基于 STM32 芯片的自制开发板。通过惯性测量单元 (IMU) 的十轴传感器测量飞行器在轨迹跟踪过程中的位置和姿态信息。执行机构根据控制器的信号输出对飞行器的位置和姿态进行实时调控，通过动作捕捉系统得到飞行器执行轨迹跟踪任务时的数据信息。完成算法部署后在动作捕捉系统下进行实飞测试。动作捕捉系统利用粘贴在样机机身上的反光球对样机构建的刚体进行定位，并在飞行过程中实时采集数据^[24]。借助 OpenCV 库进行轨迹分析，逐帧读取所录制的视频文件，并利用轮廓检测技术对运动中的样机进行提取与标定，从而获取飞行过程中的可视化轨迹。

样机的螺旋上升实飞轨迹如图 8 和图 9 所示，通过动作捕捉系统观测的数据可以看出样机在飞行过程中存在抖动的问题，但控制器能够持续提供稳定的控制力和控制力矩。为验证样机的机动性，发

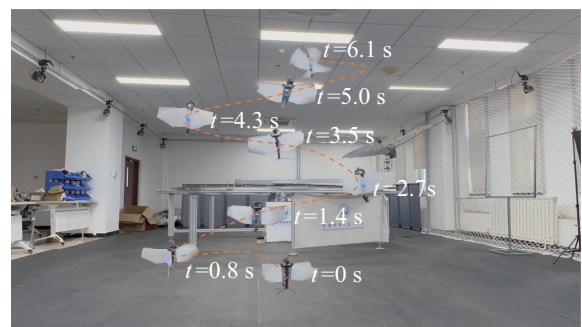


图 8 实飞实验中样机螺旋上升的轨迹

Fig.8 The spiral ascent trajectory of the prototype in the actual flight experiment

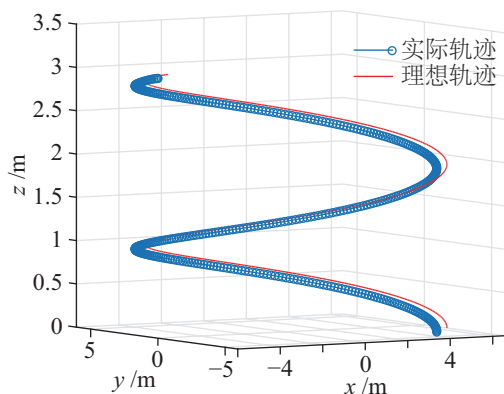


图 9 采用动作捕捉系统观测样机的螺旋上升轨迹
Fig.9 Observation of the spiral ascent trajectory of the prototype using a motion capture system

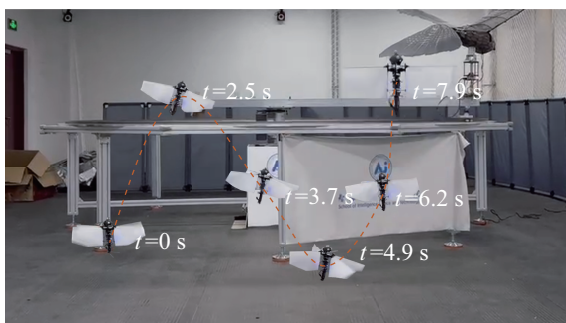


图 10 实飞实验中样机的 V 字形轨迹
Fig.10 The V-shaped trajectory of the prototype in the actual flight experiment

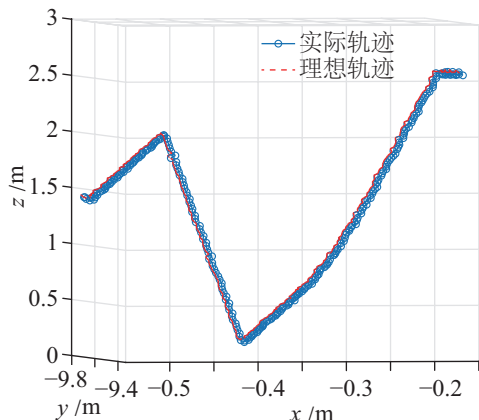


图 11 采用动作捕捉系统观测样机的 V 字形轨迹
Fig.11 Observation of the V-shaped trajectory of the prototype using a motion capture system

送执行大角度响应的任务命令, 在约 6 s 内完成最大高度差约 1.5 m 的 V 字形轨迹跟踪。样机实飞轨迹如图 10 所示, 提取并分析动作捕捉系统所获取的数据, 如图 11 所示。在轨迹跟踪过程中样机稍有晃动, 但能够实时调整姿态, 总体能够保持稳定。这也验证了耦合控制器的控制效果, 相比于解耦控制方案^[11]更能满足样机高机动控制的需求。

4 结论 (Conclusion)

针对具有高机动特性的无尾翼飞行器的耦合系统控制及其轨迹跟踪问题, 基于翅翼往复扑动所产生的气动力和力矩, 通过四元数表述飞行器的姿态, 建立了相应的气动模型, 避免控制过程出现奇异性。根据该模型, 通过引入中间控制量将位置环与姿态环有效地联系起来, 从而在位置环中提取姿态环所需跟踪的理想姿态, 构建了位置-姿态耦合的控制方案。通过仿真与实验相结合的方法, 验证了所设计控制方案的可靠性。未来研究将重点关注以下两个方面: 一是进一步完善建模方案, 建立面向执行器的扑翼飞行器的物理模型, 以设计更精确的控制方案; 二是结合机器学习算法, 探索数据和模型混合驱动的建模与控制方法, 以进一步降低扑翼飞行器控制中的不确定性。

参考文献 (References)

- [1] 贺威, 丁施强, 孙长银. 扑翼飞行器的建模与控制研究进展[J]. 自动化学报, 2017, 43(5): 685-696.
HE W, DING S Q, SUN C Y. Research progress on modeling and control of flapping-wing air vehicles[J]. Acta Automatica Sinica, 2017, 43(5): 685-696.
- [2] HINES L, COLMENARES D, SITTI M. Platform design and tethered flight of a motor-driven flapping-wing system[C]// IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, USA: IEEE, 2015: 5838-5845.
- [3] KARASEK M, MUIJRES F T, DE WAGTER C, et al. A tailless aerial robotic flapper reveals that flies use torque coupling in rapid banked turns[J]. Science, 2018, 361(6407): 1089-1094.
- [4] TU Z, FEI F, ZHANG J, et al. An at-scale tailless flapping-wing hummingbird robot. I. Design, optimization, and experimental validation[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2020, 36(5): 1511-1525.
- [5] NAGAI H, NAKAMURA K, FUJITA K, et al. Development of tailless two-winged flapping drone with gravity center position control[J]. Sensors and Materials, 2021, 33(3): 859-872.
- [6] DENG X, SCHENATO L, WU W C, et al. Flapping flight for biomimetic robotic insects: Part I - System modeling[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2006, 22(4): 776-788.
- [7] WALKER J A, WESTNEAT M W. Mechanical performance of aquatic rowing and flying[J]. Proceedings of the Royal Society of London. Series B: Biological Sciences, 2000, 267(1455): 1875-1881.
- [8] QIAN C, FANG Y C, JIA F, et al. Toward practical autonomous flight simulation for flapping wing biomimetic robots with experimental validation[J]. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, 2025, 22: 5084-5095.
- [9] NGUYEN Q V, CHAN W L, DEBIASI M. Hybrid design and performance tests of a hovering insect-inspired flapping-wing micro aerial vehicle[J]. Journal of Bionic Engineering, 2016, 13(2): 235-248.
- [10] JIAO Z, WANG L, ZHAO L, et al. Hover flight control of X-shaped flapping wing aircraft considering wing-tail interactions[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 116. DOI: 10.1016/j.ast.2021.106870.

- [11] WANG L, JIANG W Y, ZHAO L F, et al. Modeling and hover flight control of a micromechanical flapping-wing aircraft inspired by wing-tail interaction[J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2023, 28(6): 3132-3142.
- [12] 胡明朗, 魏瑞轩. 微型仿昆扑翼飞行器解耦操控机制[J]. *机器人*, 2007, 29(6): 569-574,580.
HU M L, WEI R X. A decoupled control mechanism for insect-like flapping wing micro air vehicles[J]. *Robot*, 2007, 29(6): 569-574,580.
- [13] QIAN C, FANG Y C, LI Y P. Neural network-based hybrid three-dimensional position control for a flapping wing aerial vehicle[J]. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2022, 53(10): 6095-6108.
- [14] SANTOSO F, GARRATT M A, ANAVATTI S G. A robust hybrid of a feedback linearization technique and an interval type-2 fuzzy control system for the flapping angle dynamics of a biomimetic aircraft[J]. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2019, 51(9): 5664-5673.
- [15] 金龙, 李嘉昌, 常振强, 等. 基于ACP理论的微型扑翼飞行器的姿态控制[J]. *自动化学报*, 2023, 49(12): 2532-2543.
JIN L, LI J C, CHANG Z Q, et al. Attitude control for flapping wing micro aerial vehicle based on ACP theory[J]. *Acta Automatica Sinica*, 2023, 49(12): 2532-2543.
- [16] LEE Y J, LUA K B, LIM T T, et al. A quasi-steady aerodynamic model for flapping flight with improved adaptability[J]. *Bioinspiration & Biomimetics*, 2016, 11(3). DOI: 10.1088/1748-3190/11/3/036005.
- [17] XU K, LIU H. Design of a compliant flapping-wing mechanism with flapping-twist-swing motion[J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2022, 27(6): 5197-5207.
- [18] SEDKY G, LAGOR F D, JONES A. Unsteady aerodynamics of lift regulation during a transverse gust encounter[J]. *Physical Review Fluids*, 2020, 5(7). DOI: 10.1103/PhysRevFluids.5.074701.
- [19] KLEIN HEERENBRINK M, JOHANSSON L C, HEDENSTRÖM A. Power of the wingbeat: Modelling the effects of flapping wings in vertebrate flight[J]. *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 2015, 471(2177). DOI: 10.1098/rspa.2014.0952.
- [20] AMINI M A, AYATI M, MAHJOOB M. A simplified model, dynamic analysis and force estimation for a large-scale orinhtopter in forward flight based on flight data[J]. *Journal of Bionic Engineering*, 2020, 17: 989-1008.
- [21] WISSA B E, ELSHAFEI K O, EL-BADAWY A A. Lyapunov-based control and trajectory tracking of a 6-DOF flapping wing micro aerial vehicle[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2020, 99(4): 2919-2938.
- [22] 钱辰, 方勇纯, 李友朋. 面向扑翼飞行控制的建模与奇异摄动分析[J]. *自动化学报*, 2022, 48(2): 434-443.
QIAN C, FANG Y C, LI Y P. Control oriented modeling and singular perturbation analysis in flapping-wing flight[J]. *Acta Automatica Sinica*, 2022, 48(2): 434-443.
- [23] GERBET D, RÖBENACK K. Application of LaSalle's invariance principle on polynomial differential equations using quantifier elimination[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2021, 67(7): 3590-3597.
- [24] HUANG H, LIU Y, NIU T, et al. Vector field path following for a micro flapping-wing robot[J]. *Science China: Information Sciences*, 2024, 67(6). DOI: 10.1007/s11432-023-4027-x.

作者简介:

刘志杰 (1991-), 男, 博士, 教授。研究领域: 仿生微型扑翼飞行器, 智能控制。

贺 威 (1984-), 男, 博士, 教授。研究领域: 仿生扑翼机器人, 机器人智能控制等。

(上接第 371 页)

- [14] FANG Z X, CHEN Y K, LI Z W. Disturbance observer-based prescribed-time tracking control for robotic manipulators with uncertainties and disturbances[C]//43rd Chinese Control Conference. Piscataway, USA: IEEE, 2024: 896-901.
- [15] MENG X D, HE Y C, HAN J D. Design and implementation of a contact aerial manipulator system for glass-wall inspection tasks[C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, USA: IEEE, 2019: 215-220.
- [16] 张广玉, 何玉庆, 代波, 等. 面向抓取作业的飞行机械臂系统及其控制[J]. *机器人*, 2019, 41(1): 19-29.
ZHANG G Y, HE Y Q, DAI B, et al. Towards grasping task: System and control of an aerial manipulator[J]. *Robot*, 2019, 41(1): 19-29.
- [17] CHEN Y J, LIANG J C, WU Y N, et al. Adaptive sliding-mode disturbance observer-based finite-time control for unmanned aerial manipulator with prescribed performance[J]. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2023, 53(5): 3263-3276.
- [18] CAO, Y, CAO J F, SONG Y D. Practical prescribed time tracking control over infinite time interval involving mismatched uncertainties and non-vanishing disturbances[J]. *Automatica*, 2022, 136. DOI: 10.1016/j.automatica.2021.110050.
- [19] ZENG D H, ZENG B W, LIU Y C, et al. Practical prescribed-time trajectory tracking control for marine surface vehicles[J]. *IEEE Transactions on Circuits and Systems II: Express Briefs*, 2024, 71(12): 4899-4903.
- [20] LIANG J C, CHEN Y J, WU Y N, et al. Adaptive prescribed performance control of unmanned aerial manipulator with disturbances[J]. *IEEE Transactions on Automation Science and Engineering*, 2023, 20(3): 1804-1814.

作者简介:

陈彦杰 (1988-), 男, 博士, 教授。研究领域: 飞行机器人系统建模与控制, 机器人系统设计与开发。

缪志强 (1989-), 男, 博士, 副教授。研究领域: 多机器人系统, 视觉导航和非线性控制。